

⑨ 日本国特許庁(JP)

⑩ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報(A)

平1-139919

⑤ Int. Cl.

識別記号

庁内整理番号

⑬ 公開 平成1年(1989)6月1日

F 23 R 3/34
3/00

7616-3G
A-7616-3G

審査請求 未請求 発明の数 2 (全5頁)

⑭ 発明の名称 ガスタービン燃焼方法及びその燃焼装置

⑮ 特 願 昭62-297500

⑯ 出 願 昭62(1987)11月27日

⑰ 発 明 者 萬 代 重 実 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂研究所内

⑰ 発 明 者 五 良 哲 雄 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂研究所内

⑰ 発 明 者 青 山 邦 明 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂製作所内

⑰ 発 明 者 谷 村 聡 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社高砂製作所内

⑰ 出 願 人 三菱重工業株式会社 東京都千代田区丸の内2丁目5番1号

⑰ 代 理 人 弁理士 木村 正巳 外1名

明 細 書

1 発明の名称

ガスタービン燃焼方法及びその燃焼装置

2 特許請求の範囲

1 メイン燃料の一部を燃料量に応じてパイロット燃料及び異なる系統を流れるメイン燃料の少なくとも何れか一方として供給するか、又は空気、窒素、水蒸気等の燃料以外の流体を燃料量に応じてパイロット燃料及びメイン燃料の少なくとも何れか一方に供給して、燃料差圧を最適値に維持し、安定燃焼させることを特徴とするガスタービン燃焼方法。

2 パイロット燃料ノズルとメイン燃料ノズル及びこれらの各ノズルをそれぞれ燃料供給源に接続するパイロット燃料管とメイン燃料管を具備するガスタービン燃焼器において、メイン燃料の一部を補助ノズルからパイロット燃料及びメイン燃料の少なくとも何れか一方として供給する補助ライン、又は空気、窒素、水蒸気等の燃料以外の流体を上記パイロット燃料管及び上記メイン燃料管の

少なくとも何れか一方に供給する補助ラインを付設したことを特徴とするガスタービン燃焼装置。

3 発明の詳細な説明

産業上の利用分野

本発明は、ガスタービン燃焼方法及びその燃焼装置に関する。本発明は、しかし、ガスタービンに限らず、ジェットエンジン、ボイラ等における燃焼装置全般に適用できる。

従来の技術

従来のガスタービン燃焼装置として例えば第5図に示すようなものがあり、パイロット燃料ノズル1及びこのパイロット燃料ノズルを包囲するように配置されて空気を混合するメイン燃料ノズル2はそれぞれ燃料供給源(図示せず)にパイロット燃料管3及びメイン燃料管4を介して接続され、これらの燃料管の途中には夫々制御弁5、6が設けられている。

そして、ガスタービンのNOxを低減するために、広散炎のパイロット燃焼器7と予混合ノズル8とで燃料と空気との予混合気を形成し、この予混合

気をメイン燃焼器9に供給し、燃焼させている。

しかして、拡散炎パイロットは燃空比の低いガスタービンの約1/4負荷で燃焼させるとともに、それ以上の負荷では例えば全燃料量のうち約30%を燃焼させ、予混合炎メインの火種としているが、NOx発生量が高い欠点がある。一方、予混合炎メインはほぼ一定の燃空比で燃焼させないと安定した低NOxが達成できないため、ガスタービンの約1/4負荷以上で燃焼させ、空気バイパス機構(図示せず)を利用して、第6図に示すように、燃焼器に流入する空気量を調整し、燃焼器の燃空比を調整している。このような方法により、NOxを100ppm以下とし、従来の拡散燃焼方式のNOxに比べて1/3以下としている。

なお、上述の説明において、ガスタービン負荷とは負荷比の意味で、4/4が定格負荷、0/4が無負荷を表わす。

発明が解決しようとする問題点

従来の予混合方式では、パイロット燃料量が全燃料量の約30%と比較的多く、低NOx化には限界

25~100%と流量変化がパイロット燃料より少ないため、裕度が多少あるが、メイン燃料ノズルの設計およびメイン燃料供給可能最高圧力の制約によりパイロット燃料の場合と同様の不安定燃焼が生じ、これは実験、実機の双方で確認されている。

なお、上述の説明において、パイロット燃料量が全燃料量に占める比率(パイロット燃料比率)を5%程度にするのは次の理由による。すなわち、第9図に示すように、パイロット燃料比率とNOxとは比例関係にあり、NOx低減からはパイロット燃料比率は0%が好ましいが、これでは失火してしまうこと、またパイロット燃料比率が1~5%ではそれほどNOx低減に大きな差異がないこと、したがってこれに火炎安定性からはパイロット燃料比率が高い方が好ましいことを加味すればパイロット燃料比率は5%前後が最善と判断されるからである。

また、第7図に関し、パイロット燃料ノズルの差圧比は各負荷における燃料差圧/最大燃料差圧(第7図では1/4負荷、パイロット燃料比率100

がある。

したがって、パイロット燃料の全燃料量に占める比率をさらに低く、例えば5%程度にして、予混合燃料の比率を多くすれば低NOx化が可能となる。

しかしながら、ガスタービンの負荷が低い時にはパイロット燃料100%で燃焼させる必要があるため、パイロット燃料量としては5~100%の範囲を供給する必要がある。しかし、この範囲を供給する時の燃料差圧は、第7図に示すように、0.25%~100%となり、著しく差圧範囲が広くなり、差圧が小さい時には、燃焼器内圧の少しの変化により燃料流量が著しく減少し、あるいは燃料が供給されなくなるので、失火する、あるいは安定燃焼ができないという問題がある。

また、このような不安定な燃焼問題は、パイロット燃料に関連してのみならず、メイン燃料に関連しても生じている。

すなわち、本質的にはパイロット燃料が5~100%と流量変化が大きいのに対し、メイン燃料では

%で表わされ、燃料差圧は(パイロット燃料ノズル入口圧)-(パイロット燃料ノズル出口圧:燃焼器内圧)で表わされる。そして、燃料差圧は流量の2乗に比例するため、流量比率0.05/1からパイロット燃料差圧は $(0.05/1)^2 = 0.0025/1$ となる。

問題点を解決するための手段

本発明は、このような従来の問題点を解決するために、ガスタービン燃焼方法において、メイン燃料の一部を燃料量に応じてパイロット燃料及び異なる系統を流れるメイン燃料の少なくとも何れか一方として供給するか、又は空気、窒素、水蒸気等の燃料以外の流体を燃料量に応じてパイロット燃料及びメイン燃料の少なくとも何れか一方に供給して、燃料差圧を最適値に維持し、安定燃焼させるようにしたものである。

本発明は、また、このような燃焼方法を実施するために、パイロット燃料ノズルとメイン燃料ノズル及びこれらの各ノズルをそれぞれ燃料供給源に接続するパイロット燃料管とメイン燃料管を具

備するガスタービン燃焼器において、メイン燃料の一部を補助ノズルからパイロット燃料及びメイン燃料の少なくとも何れか一方として供給する補助ライン、又は空気、窒素、水蒸気等の燃料以外の流体を上記パイロット燃料管及び上記メイン燃料管の少なくとも何れか一方に供給する補助ラインを付設したものである。

作用

このような手段によれば、したがって、ガスタービン負荷およびパイロット又はメイン燃料量に関係なく燃料差圧を一定値以上に維持して、安定燃焼させることができる。

実施例

以下第1a、1b、2、3及び4図を参照して本発明の4つの実施例について詳述する。なお、これらの図において、第5図に示したものと同一の部分には同一の符号を付して、その詳細な説明は省略する。

第1a図は本発明の第1実施例を示し、メイン燃料管4から分岐して補助ライン10を付設し、こ

補助ラインを通して空気、窒素、水蒸気等の燃料以外の流体を供給できるようにしたものであり、補助ライン12の途中には制御弁13が設けられている。

しかして、燃空比の低いガスタービンの約1/4負荷以下では拡散炎のパイロット燃料ノズル1から全燃料を供給し燃焼させる。そして、それ以上のガスタービン負荷ではパイロット燃料ノズル1から全燃料量の5~10%を、またメイン燃料ノズル2から95~90%の燃料を供給するが、この時補助ライン12を通して空気、窒素あるいは水蒸気等の燃料以外の流体をパイロット燃料管3内を流れるパイロット燃料に添加し、これにより燃料系から供給される発熱量を一定にして流量のみを増加し、すなわち差圧を増加させることができる。

このようにパイロット燃料系統に空気、窒素、水蒸気等の燃料以外の流体を添加できるようにし、供給する燃料量が減少した時に燃料以外の流体を添加、増量しパイロット燃料と燃料以外の流体供給圧を最大供給圧の少なくとも0.5%以上確保す

の補助ラインの先端にパイロット燃料ノズルとしての補助ノズル11を設けたものである。そして、これらの補助ノズル11は、好適には第1b図に示すように、既設のパイロット燃料ノズル1よりもノズル径を小さくされ、またこれらのノズル1および11は同一円周上に交互にかつ等しい間隔を置いて配置される。

しかして、燃空比の低いガスタービンの約1/4負荷以下では拡散炎のパイロット燃料ノズル1から全燃料を供給し、燃焼させる。そして、それ以上のガスタービン負荷では補助ノズル11から全燃料量の5~10%を、またメイン燃料ノズル2から95~90%の燃料を供給する。

このようにパイロット燃料系統を複数とし、供給するパイロット燃料量に応じてその燃料系統を使い分け、パイロット燃料の供給差圧を最大供給圧の少なくとも0.5%以上確保するようにすることができる。

第2図は本発明の第2実施例を示し、パイロット燃料管5の途中に補助ライン12を付設し、このようにすることができる。

以上述べた第1及び2実施例によれば、したがって、第7図に示すようにパイロット燃料ノズルの差圧比を安定燃焼に必要な最低限度以上に保つことができる。

第3図は本発明の第3実施例を示し、メイン燃料管4から分岐して補助ライン14を付設し、このラインの先端にメイン燃料ノズルとしての補助ノズル15を設けたものである。すなわち、メイン燃料系統を複数とし、供給するメイン燃料量に応じてその燃料系統を使い分け、メイン燃料の供給差圧を最大供給圧の少なくとも10%以上確保するようにしたものである。

なお、補助ライン14の途中には制御弁16が設けられている。

第4図は本発明の第4実施例を示し、メイン燃料管4の途中に補助ライン17を付設し、この補助ラインを通してメイン燃料中に空気、窒素、水蒸気等の燃料以外の流体を添加できるようにし、供給する燃料量が減少した時に燃料以外の流体を添

増量

加しメイン燃料と燃料以外の流体供給圧を最大供給圧の少なくとも10%以上確保するようにしたものである。

なお、補助ライン17の途中には制御弁18が設けられている。

以上述べた各実施例において、燃料差圧をある一定値に維持するためには、各燃料ラインの圧力、流量を圧力変換器、差圧変換器等で計測し、この圧力、流量と予め設定されたスケジュールの流量とを照合の上、フィードバックし、これにより所定流量となるように制御するような方式が採られることは勿論である。

発明の効果

以上詳述したように、本発明によれば、ガスタービン負荷およびパイロット又はメイン燃料量に関係なく燃料差圧を最適値に維持して燃焼させることができるので、安定燃焼を図ることができ、かつ NOxを大幅に低減させることができる。

例えばパイロット燃料に関する場合の本発明の効果の一例を第7図及び第8図に従来例と比較し

料ノズル、3・・・パイロット燃料管、4・・・メイン燃料管、7・・・パイロット燃焼器、8・・・予混合ノズル、9・・・メイン燃焼器、10, 12, 14, 17・・・補助ライン、11, 15・・・補助ノズル。

代理人 木村 正 巳
(ほか1名)

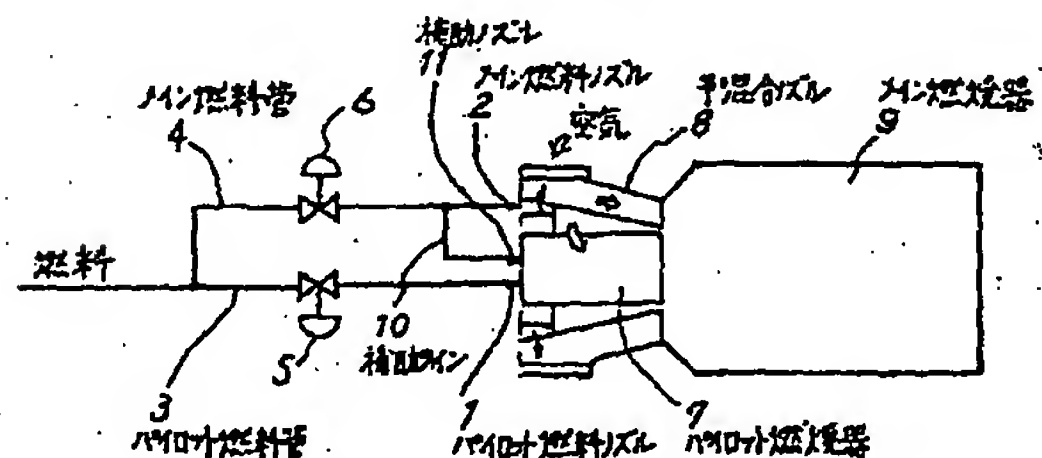
て示しているように、パイロット燃料量を100%から5%程度まで減少させても燃料ノズル差圧を一定値以上に維持できて、安定燃焼が可能となる。また、NOx発生量の多い拡散炎のパイロット燃料比率を5%、NOx発生量の少ない予混合炎メイン燃料比率を95%とできるため、NOx濃度を50ppm以下の低レベルにすることが可能である。

4図面の簡単な説明

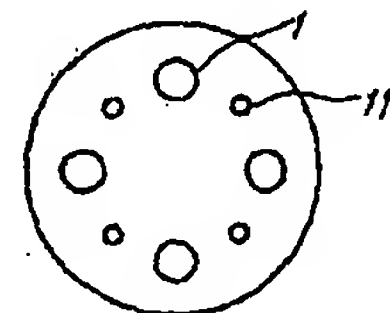
第1a図は本発明の一実施例を示す概要図、第1b図はそのガスタービン燃焼装置における2種類のパイロット燃料ノズルの配置例を示す図、第2図、第3図及び第4図は本発明の他の異なる3つの実施例を示す概要図、第5図は従来例を示す概要図、第6図はガスタービン負荷と燃焼器流入空気量比及び燃空比率との関係を示す図、第7図及び第8図は本発明の効果を従来例と比較して説明するために示したパイロット燃料ノズルの差圧比及び NOx比の変化を表わす図、第9図はパイロット燃料比率と NOxとの関係を示す図である。

1・・・パイロット燃料ノズル、2・・・メイン燃

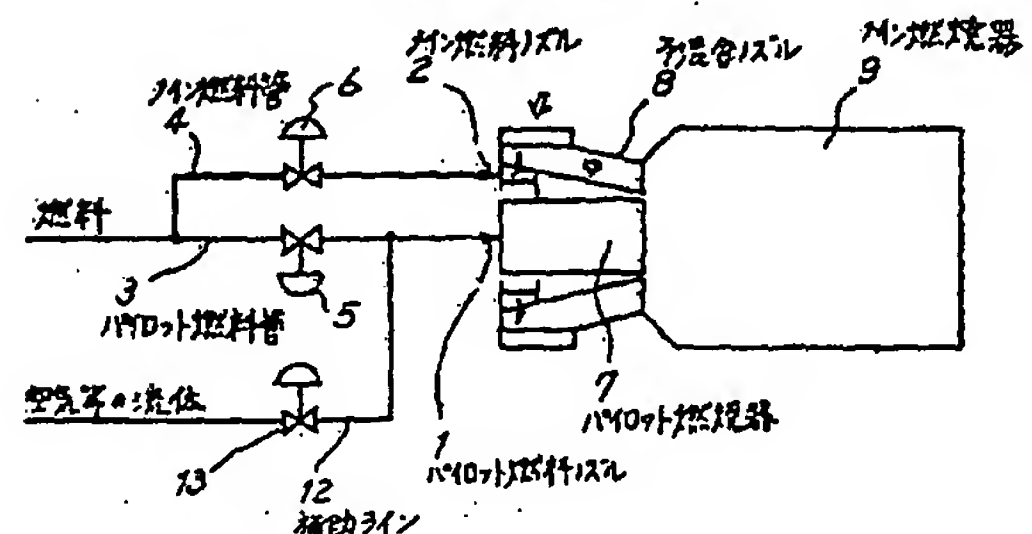
第1a図



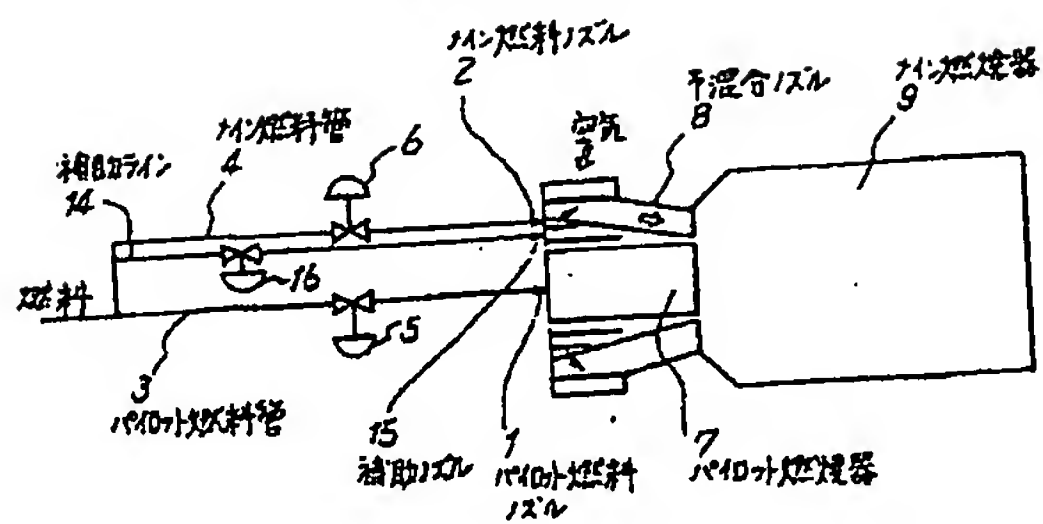
第1b図



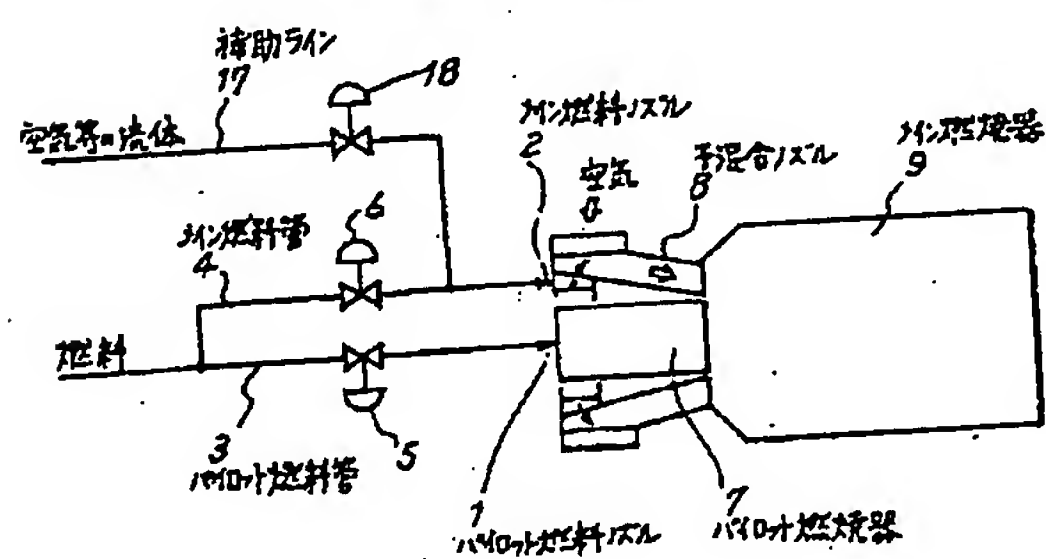
第2図



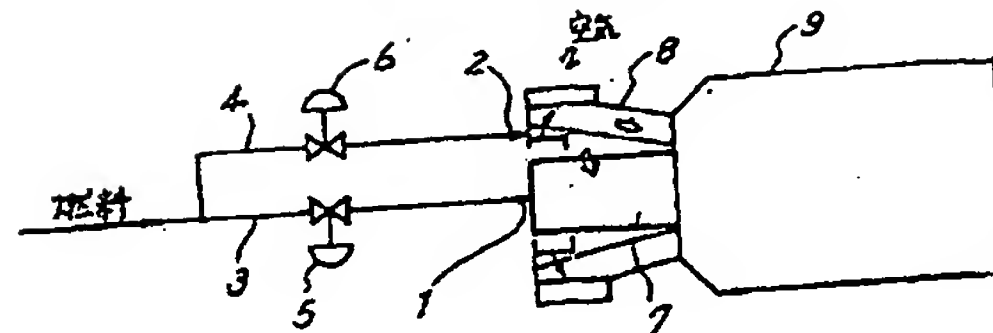
第 3 図



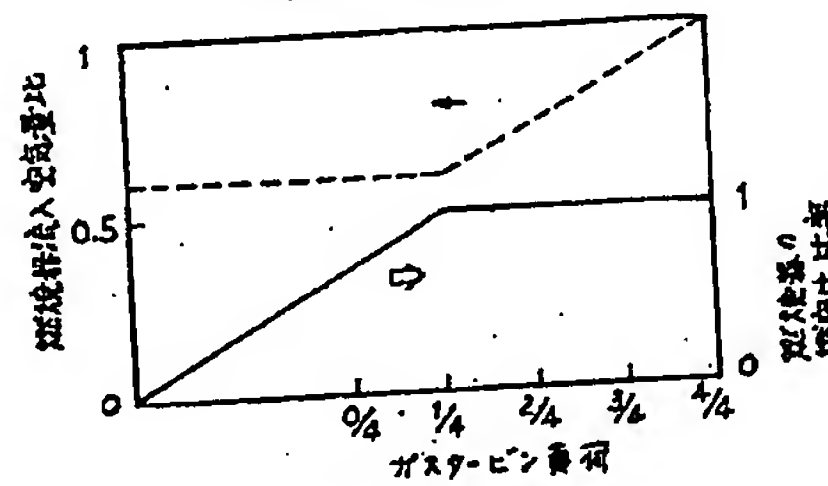
第 4 図



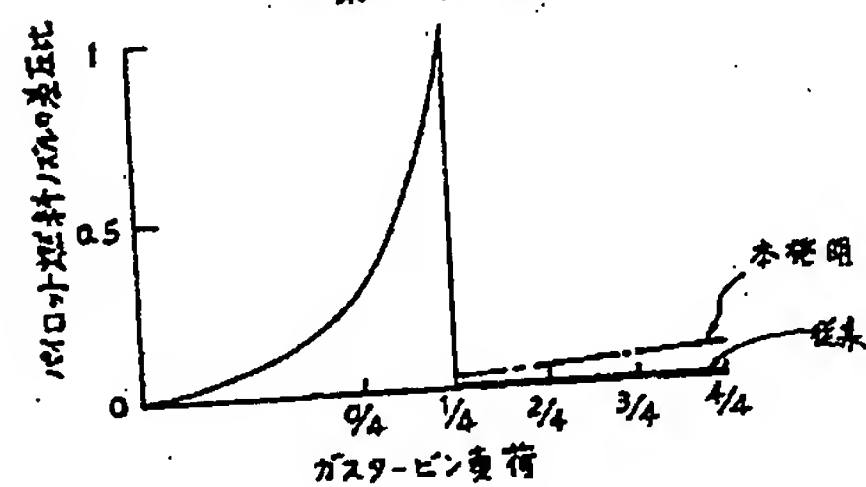
第 5 図



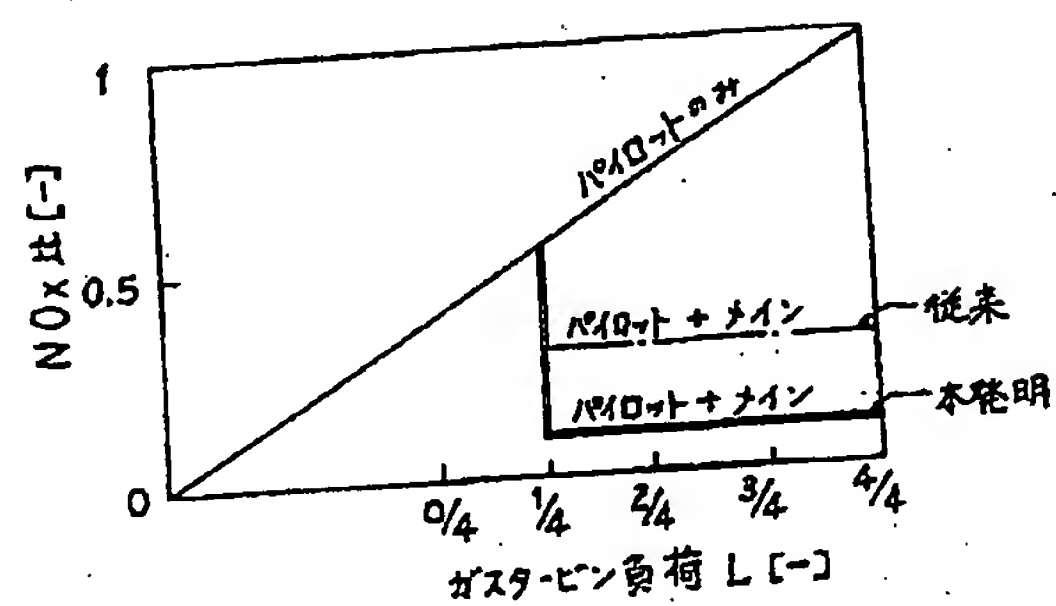
第 6 図



第 7 図



第 8 図



第 9 図

